

New quenched and stretched aluminum-copper-magnesium alloy product, for aircraft wing intrados skin and wing or fuselage intrados strut manufacture has a large plastic deformation range

Patent Number: FR2789405

Publication date: 2000-08-11

Inventor(s): LASSINCE PHILIPPE; LEQUEU PHILIPPE; WARNER TIMOTHY

Applicant(s): PECHINEY RHENALU (FR)

Requested Patent: FR2789405

Application Number: FR19990001468 19990204

Priority Number(s): FR19990001468 19990204

IPC Classification: C22C21/16; C22F1/057

EC Classification: C22C21/16, C22F1/057

Equivalents:

Abstract

A quenched and stretched wrought aluminum-copper-magnesium alloy product, having a specified composition and having a large plastic deformation range, is new. A rolled, extruded or forged AlCuMg alloy product, which has been solution treated, quenched and cold stretched and which is used for manufacture of aircraft structural elements, contains (by wt.) less than 0.15% Fe, less than 0.15% Si, 3.8-4.4(preferably 4.0-4.3)% Cu, 1-1.5% Mg, 0.5-0.8% Mn, 0.08-0.15% Zr and less than 0.05% each (less than 0.15% total) of other elements and has a Rm(L)/R0.2(L) ratio of greater than 1.25, preferably greater than 1.30. An Independent claim is also included for a process for producing the above product

Data supplied from the esp@cenet database - I2

(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

(11) Nº de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 789 405

(21) Nº d'enregistrement national :

99 01468

(51) Int Cl⁷ : C 22 C 21/16, C 22 F 1/057

(12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

(22) Date de dépôt : 04.02.99.

(30) Priorité :

(43) Date de mise à la disposition du public de la
demande : 11.08.00 Bulletin 00/32.

(56) Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : Ce dernier n'a pas été
établi à la date de publication de la demande.

(60) Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

(71) Demandeur(s) : PECHINEY RHENALU Société ano-
nyme — FR.

(72) Inventeur(s) : WARNER TIMOTHY, LASSINCE PHI-
LIPPE et LEQUEU PHILIPPE.

(73) Titulaire(s) :

(74) Mandataire(s) : PECHINEY.

(54) PRODUIT EN ALLIAGE AlCuMg POUR ELEMENT DE STRUCTURE D'AVION.

(57) L'invention a pour objet un produit laminé, filé ou forgé
en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et dé-
formation à froid, destiné à la fabrication d'éléments de
structure d'avion, de composition (% en poids)

Fe + Si < 0,20 (de préférence < 0,15) Cu 3,6 - 4,4 Mg 1
- 1,5 Mn 0,5 - 0,8 Zr: 0,08 - 0,15 autres éléments < 0,05 cha-
cun et < 0,15 au total, reste aluminium.

L'invention s'applique plus particulièrement à la fabri-
cation d'intrados d'ailes, présentant un ensemble de proprié-
tés (téénacité, vitesse de propagation de fissure, résistance
à la fatigue, niveau de contraintes résiduelles) améliorées
par rapport à l'alliage 2024.

FR 2 789 405 - A1



Produit en alliage AlCuMg pour élément de structure d'avion.**5 Domaine technique**

L'invention concerne des produits laminés, filés ou forgés en alliage AlCuMg trempés et déformés à froid, destinés à la fabrication d'éléments de structure d'avion, notamment des panneaux de peau et des raidisseurs d'intrados de voilure, et
10 présentant, par rapport aux produits de l'art antérieur utilisés pour la même application, des propriétés améliorées de résistance mécanique, de ténacité et de tolérance aux dommages. La désignation des alliages et des états métallurgiques correspond à la nomenclature de l'Aluminum Association, reprise par les normes européennes EN 515 et EN 573.

15

Etat de la technique

Les ailes d'avions commerciaux de grande capacité comportent une partie supérieure (ou extrados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 20 7150 à l'état T651, ou en alliage 7055 à l'état T7751 ou 7449 à l'état T7951, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage, et une partie inférieure (ou intrados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 2024 à l'état T351 ou 2324 à l'état T39, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage. Les deux parties sont assemblées par des longerons et des nervures.
25 L'alliage 2024 selon la désignation de l'Aluminum Association ou la norme EN 573-3 a la composition chimique suivante (% en poids) :

Si < 0,5 Fe < 0,5 Cu : 3,8 – 4,9 Mg : 1,2 – 1,8 Mn : 0,3 – 0,9
Cr < 0,10 Zn < 0,25 Ti < 0,15

Différentes variantes ont été développées et déposées à l'Aluminum Association sous 30 les désignations 2224, 2324 et 2424, avec notamment des teneurs plus limitées en silicium et en fer. L'alliage 2324 à l'état T39 a fait l'objet du brevet EP 0038605 (= US 4294625) de Boeing, dans lequel l'amélioration de la limite d'élasticité est

2

obtenue par écrouissage à l'aide d'une passe de laminage à froid après trempe. Cet écrouissage tend à diminuer la ténacité et, pour compenser la baisse de ténacité, on diminue les teneurs en Fe, Si, Cu et Mg. Boeing a également développé l'alliage 2034 de composition :

5 Si < 0,10 Fe < 0,12 Cu : 4,2 – 4,8 Mg : 1,3 – 1,9
 Mn : 0,8 – 1,3 Cr < 0,05 Zn < 0,20 Ti < 0,15 Zr : 0,08 – 0,15

Cet alliage a fait l'objet du brevet EP 0031605 (= US 4336075). Il présente, par rapport au 2024 à l'état T351, une meilleure limite d'élasticité spécifique due à l'augmentation de la teneur en manganèse et à l'ajout d'un autre antirecrystallisant (Zr), ainsi qu'une ténacité et une résistance à la fatigue améliorées.

Le brevet EP 0473122 (= US 5213639) d'Alcoa décrit un alliage, enregistré à l'Aluminum Association comme 2524, de composition : Si < 0,10 Fe < 0,12
 Cu : 3,8 – 4,5 Mg : 1,2 – 1,8 Mn : 0,3 – 0,9 pouvant contenir éventuellement un autre antirecrystallisant (Zr, V, Hf, Cr, Ag ou Sc). Cet alliage est destiné plus particulièrement aux tôles minces pour fuselage et présente une ténacité et une résistance à la propagation de fissures améliorées par rapport au 2024.

La demande de brevet EP 0731185 de la demanderesse concerne un alliage, enregistré ultérieurement sous le n° 2024A, de composition : Si < 0,25 Fe < 0,25
 Cu : 3,5 – 5 Mg : 1 – 2 Mn < 0,55 avec la relation : 0 < Mn – 2Fe < 0,2
 20 Les tôles épaisses en cet alliage présentent à la fois une tenacité améliorée et un niveau réduit de contraintes résiduelles, sans perte sur les autres propriétés.

Problème posé

25 Pour la construction de nouveaux avions commerciaux de grande capacité, il est impératif de limiter le poids, de sorte que les cahiers des charges des constructeurs imposent des contraintes typiques plus élevées pour les panneaux de voilure, ce qui entraîne des valeurs minimales plus élevées pour les caractéristiques mécaniques statiques et la tolérance aux dommages des produits en alliage d'aluminium utilisés.
 30 De plus, des pièces de plus grande dimension doivent être usinées sans distorsion dans des tôles plus épaisses, ce qui implique une meilleure maîtrise du niveau de contraintes résiduelles.

Le but de l'invention est donc de fournir des produits en alliage AlCuMg à l'état trempé et déformé à froid, destinés à la fabrication d'intrados d'ailes d'avion, et présentant, par rapport aux produits similaires en alliage 2024, des caractéristiques mécaniques statiques améliorées, une vitesse de propagation de fissures réduite, une 5 ténacité plus élevée et un taux réduit de contraintes résiduelles, sans dégradation des autres propriétés d'emploi.

Objet de l'invention

10 L'invention a pour objet un produit laminé, filé ou forgé en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et déformation à froid, destiné à la fabrication d'éléments de structure d'avion, de composition (% en poids) :

Fe + Si < 0,20 (de préférence < 0,15) Cu : 3,6 – 4,4 Mg : 1 – 1,5

Mn : 0,5 – 0,8 Zr : 0,08 – 0,15 autres éléments : < 0,05 chacun et < 0,15 au 15 total.

Elle a également pour objet un produit laminé (une tôle) de même composition d'épaisseur comprise entre 6 et 60 mm et présentant à l'état trempé et déformé à froid (état T351) l'un au moins des groupes de propriétés suivantes ;

a) Résistance à la rupture $R_{m(L)} > 475 \text{ MPa}$ et limite d'élasticité $R_{0,2(L)} > 370 \text{ MPa}$

20 b) Facteur d'intensité critique (sens L-T) $K_c > 170 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ et $K_{co} > 120 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$
(mesurés selon la norme ASTM E561 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec les paramètres $B = 5 \text{ mm}$, $W = 500$ et $2a_0 = 165 \text{ mm}$)

c) Vitesse de propagation de fissures (L-T) da/dn , mesurée selon la norme ASTM E 647 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec $W = 200 \text{ mm}$ et B

25 = 5mm :

< 10^{-4} mm/cycle pour $\Delta K = 12 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$

< $2,5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle}$ pour $\Delta K = 15 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$

et < $5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle}$ pour $\Delta K = 20 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$

Cette tôle présente également un niveau de contraintes résiduelles tel que la flèche f 30 mesurée dans les sens L et TL après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur l est telle que :

$f < (0,14 l^2)/e$ f étant mesurée en microns, l'épaisseur e de la tôle et la longueur l étant exprimées en mm.

L'invention a aussi pour objet un procédé de fabrication d'un produit laminé, filé ou forgé comportant les étapes suivantes :

- 5 - coulée d'une plaque ou d'une billette de la composition indiquée,
- homogénéisation de cette plaque ou billette entre 450 et 500°C,
- transformation à chaud jusqu'au produit désiré,
- éventuellement transformation à froid,
- mise en solution à une température comprise entre 480 et 505°C,
- 10 - trempe à l'eau froide,
- déformation à froid avec au moins 1,5% de déformation permanente,
- vieillissement naturel à l'ambiente.

Description de l'invention

15

La composition chimique du produit diffère de celle du 2024 habituel par une teneur réduite en fer et silicium, une teneur plus élevée en manganèse et une addition de zirconium. Par rapport au 2034, on a une teneur en manganèse plus basse et une teneur en cuivre légèrement réduite. D'une manière surprenante, ce domaine étroit de 20 composition (notamment en ce qui concerne le manganèse), associé à des modifications de la gamme de fabrication, conduit, par rapport au 2024 et au 2034, à une amélioration significative du compromis entre la résistance mécanique et la tolérance aux dommages. De plus, et de manière tout à fait inattendue, on observe, pour les produits épais, un faible taux de contraintes résiduelles, permettant un 25 usinage sans distorsion de pièces de grande dimension.

Le procédé de fabrication comporte la coulée de plaques, dans le cas où le produit à fabriquer est une tôle laminée, ou de billettes dans le cas dans le cas où il s'agit d'un profilé filé ou d'une pièce forgée. La plaque ou la billette est scalpée, puis homogénéisée entre 450 et 500°C. On effectue ensuite la transformation à chaud par 30 laminage, filage ou forgeage. Cette transformation se fait de préférence à une température plus élevée que les températures habituellement utilisées, la température de sortie étant supérieure à 420°C et de préférence à 440°C de manière à obtenir sur

- le produit traité une structure peu recristallisée, avec un taux de recristallisation au quart épaisseur inférieur à 20%, et de préférence à 10%. Le demi-produit laminé, filé ou forgé est ensuite mis en solution entre 480 et 505°C, de manière que cette mise en solution soit aussi complète que possible, c'est-à-dire que le maximum de phases potentiellement solubles, notamment les précipités Al_2Cu et Al_2CuMg , soit effectivement en solution solide. La qualité de la mise en solution peut être appréciée par analyse enthalpique différentielle (AED) en mesurant l'énergie spécifique à l'aide de l'aire du pic sur le thermogramme. Cette énergie spécifique doit être, de préférence, inférieure à 2 J/g.
- 5 Puis on procède à la trempe à l'eau froide, et à une déformation à froid (par exemple une traction contrôlée) conduisant à un allongement permanent d'au moins 1,5%. Le produit subit enfin un vieillissement naturel à température ambiante.
- 10 Les produits selon l'invention présentent des caractéristiques mécaniques statiques nettement améliorées par rapport à l'alliage 2024-T351, utilisé actuellement pour les intrados d'aile d'avion, et à peine plus faibles que celles du 2034-T351. La ténacité, mesurée par les facteurs d'intensité critique de contrainte en contrainte plane K_c et K_{co} est supérieure de plus de 10% à celle du 2024 et du 2034, et la vitesse de propagation de fissure da/dn est nettement améliorée par rapport à ces deux alliages, notamment pour les valeurs élevées de ΔK . Les durées de vie en fatigue, mesurées sur des éprouvettes entaillées prélevées à mi-épaisseur dans le sens L, sont également améliorées de plus de 20% par rapport au 2024 et au 2034. Enfin, le niveau de contraintes résiduelles, mesuré par la flèche f après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur l , est plutôt bas, alors qu'on aurait pu s'attendre au contraire avec une structure fibrée. Cette flèche, 15 mesurée en microns, est toujours inférieure au quotient $(0,14 l^2)/e$, la longueur l et l'épaisseur e de la tôle étant exprimées en mm.
- 20 L'ensemble de ces propriétés font que les produits selon l'invention sont particulièrement bien adaptés à la fabrication d'éléments de structure d'avions, notamment des intrados d'ailes, mais également des profilés pour caisson de voilure, 25 pour semelles de longerons et nervures assemblés et des peaux et raidisseurs de fuselage.

Exemples

On a coulé 3 plaques de largeur 1450 mm et d'épaisseur 446 mm respectivement en alliage 2024, 2034 et alliage selon l'invention. Les compositions chimiques (% en poids) des alliages sont données au tableau 1 :

Tableau 1

alliage	Si	Fe	Cu	Mg	Mn	Zr
2024	0,12	0,20	4,06	1,36	0,54	0,002
2034	0,05	0,07	4,30	1,34	0,98	0,104
invention	0,06	0,08	4,14	1,26	0,65	0,102

10 Les plaques ont été scalpées, puis homogénéisées dans les conditions suivantes :

Pour le 2024, 2h à 495°C puis 5h à 460°C

Pour le 2034, 5 h à 497°C

Pour l'alliage selon l'invention, montée en 12 h et maintien de 6h à 483°C

Une partie des tôles a été ensuite laminée à chaud jusqu'à une épaisseur de 40 mm par 15 passes successives de l'ordre de 20 mm. Une autre partie des tôles a été laminée à chaud jusqu'à 15 mm. Pour l'alliage selon l'invention, la température d'entrée au laminage à chaud était de 467°C, la température de sortie à 40 mm de 465°C et celle à 15 mm de 444°C.

Les tôles ont été mises en solution dans les conditions suivantes :

20 3h et 6h à 497°C pour les tôles en 2024 d'épaisseur respective 15 et 40 mm,

2h et 5h à 499°C pour les tôles en 2034 d'épaisseur 15 et 40 mm

9h à 497°C pour les tôles selon l'invention.

Après trempe à l'eau froide, toutes les tôles ont subi ensuite une traction contrôlée à 2% d'allongement permanent.

25 On a mesuré sur les tôles les caractéristiques mécaniques statiques dans les sens L et TL, à savoir la résistance à la rupture R_m (en MPa), la limite d'élasticité conventionnelle à 0,2% $R_{0,2}$ (en MPa) et l'allongement à la rupture A (en %). Les résultats sont rassemblés au tableau 2 :

Tableau 2

Alliage	Epaisseur	sens	R_m	$R_{0,2}$	A
2024	40	L	468	362	20,0
2024	40	TL	469	330	17,4
2024	15	L	462	360	21,2
2024	15	TL	467	325	17,6
2034	40	L	534	416	11,2
2034	40	TL	529	393	12,0
2034	15	L	548	431	13,8
2034	15	TL	531	395	14,6
Invention	40	L	510	384	15,4
Invention	40	TL	475	336	18,9
Invention	15	L	501	390	16,7
Invention	15	TL	491	351	19,1

- 5 On a mesuré également la ténacité par les facteurs d'intensité critique en contrainte plane K_c et K_{c0} (en MPa \sqrt{m}) dans le sens L-T, selon la norme ASTM E 561, sur des éprouvettes CCT, prélevées à quart-épaisseur, de largeur $W = 500$ mm, d'épaisseur $B = 5$ mm, et une entaille centrale usinée par électroérosion $2a_0 = 165$ mm, agrandie par essai de fatigue jusqu'à 170 mm. Les résultats sont donnés au tableau 3 :

10

Tableau 3

Alliage	épaisseur	K_c	K_{c0}
2024	40	143,4	105,2
2034	40	128,8	97,8
Invention	40	179,7	122
2034	15	136,4	103,7
Invention	15	173,6	124,3

On a mesuré également la vitesse de propagation de fissure de fatigue da/dn dans le sens L-T (en mm/cycle) pour différentes valeurs de ΔK (en MPa \sqrt{m}) selon la norme ASTM E 647. On utilise pour cela 2 éprouvettes CCT de largeur $W = 200$ mm et d'épaisseur $B = 5$ mm, prélevées à quart épaisseur de tôle dans le sens L-T. La longueur de l'entaille centrale usinée par électroérosion est de 30 mm, et cette entaille est agrandie par essai de fatigue à 40 mm. L'essai de mesure de vitesse de fissuration est effectué sur une machine MTS avec une sollicitation en $R = 0,05$ et une contrainte de 40 MPa, calculée pour obtenir une valeur de ΔK de 10 MPa \sqrt{m} pour la longueur d'entaille de départ de 40 mm. Les résultats sont donnés au tableau 4 :

Tableau 4

Alliage	Ep.	$\Delta K = 10$	$\Delta K = 12$	$\Delta K = 15$	$\Delta K = 20$	$\Delta K = 25$
2024	40	$9 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$6 \cdot 10^{-4}$	$9 \cdot 10^{-3}$
2034	40	$8 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$5,7 \cdot 10^{-4}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$
invention	40	$5,5 \cdot 10^{-5}$	$1,7 \cdot 10^{-4}$	$2,0 \cdot 10^{-4}$	$4,0 \cdot 10^{-4}$	$7,8 \cdot 10^{-4}$
2034	15	$8 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$5,2 \cdot 10^{-4}$	$2,1 \cdot 10^{-3}$
invention	15	$4,9 \cdot 10^{-5}$	$6,0 \cdot 10^{-5}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$2,5 \cdot 10^{-4}$	$5,4 \cdot 10^{-4}$

Des essais de fatigue selon la spécification Airbus AITM 1-0011 ont été réalisés sur des éprouvettes à trou de longueur 230 mm, de largeur 50 mm et d'épaisseur 7,94 mm, prélevée à mi-épaisseur de la tôle sens L. Le diamètre du trou est de 7,94 mm. On a appliqué une contrainte moyenne pleine éprouvette de 80 MPa avec 4 niveaux de contraintes alternées : 85 MPa, 55 MPa, 45 MPa et 35 MPa pour les tôles de 40 mm, 110, 85, 55 et 45 MPa pour les tôles de 15 mm, avec 2 éprouvettes par niveau. Les valeurs moyennes de durée de vie (en nombre de cycles) sont indiqués au tableau 5. On constate que, pour des éprouvettes avec un facteur d'entaille $K_t = 2,5$, la durée de vie en fatigue est améliorée de plus de 20% par rapport à l'alliage 2024.

9
Tableau 5

alliage	Epaisseur mm	80 ± 85 MPa	80 ± 55 MPa	80 ± 45 MPa	80 ± 35 MPa
2024	40	36044	159721		
2034	40	30640	125565	340126	839340
invention	40	42933	219753	392680	1018240
2034	15	41040	204038	352957	
invention	15	45841	241932	429895	

On a mesuré enfin les flèches f dans le sens L et TL, ainsi que le taux de
 5 recristallisation (en %) en surface, à quart-épaisseur et à mi-épaisseur, déterminé par analyse d'image après attaque chimique de l'échantillon.

La flèche f est mesurée de la manière suivante. On prélève dans la tôle d'épaisseur e deux barreaux, l'un appelé barreau sens L, de longueur b dans le sens de la longueur de la tôle (sens L), de largeur 25 mm dans le sens de la largeur de la tôle (sens TL) et
 10 d'épaisseur e selon la pleine épaisseur de la tôle (sens TC), l'autre, appelé barreau sens TL, ayant 25 mm dans le sens L, b dans le sens TL et e dans le sens TC.

On usine chaque barreau jusqu'à mi-épaisseur et on mesure la flèche à mi-longueur du barreau. Cette flèche est représentative du niveau de contraintes internes de la tôle et de son aptitude à ne pas se déformer à l'usinage. La distance l entre les supports était
 15 de 180 mm et la longueur b des barreaux de 200 mm. L'usinage est un usinage mécanique progressif avec des passes d'environ 2 mm. La mesure de la flèche à mi-longueur s'effectue à l'aide d'un comparateur d'une résolution d'un micron. Les résultats concernant les flèches et les taux de recristallisation sont donnés au tableau 6.

10
Tableau 6

alliage	Epaisseur	f_L (μm)	f_{TL} (μm)	Surf.	$\frac{1}{4}$ ép.	$\frac{1}{2}$ ép.
2024	40	210	120	79	58	30
2034	40	147	129	12	0	0
invention	40	86	75	46	5	2

11
REVENDICATIONS

1. Produit laminé, filé ou forgé en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et déformation à froid, destiné à la fabrication d'éléments de structure d'avion, de composition (% en poids) :

5 Fe + Si < 0,20 Cu : 3,6 – 4,4 Mg : 1 – 1,5
 Mn : 0,5 – 0,8 Zr : 0,08 – 0,15 autres éléments : < 0,05 chacun et < 0,15 au total.

- 10 2. Produit selon la revendication 1, caractérisé en ce que Fe + Si < 0,15%.

- 15 3. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 ou 2, présentant à l'état trempé et déformé à froid une résistance à la rupture $R_{m(L)} > 475 \text{ MPa}$ et une limite d'élasticité $R_{0,2(L)} > 370 \text{ MPa}$

- 20 4. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 à 3, présentant à l'état trempé et déformé à froid un facteur d'intensité critique (L-T) $K_c > 170 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ et $K_{c0} > 120 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, mesurés selon la norme ASTM E 561 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec les paramètres $W = 500 \text{ mm}$, $B = 5 \text{ mm}$ et $2a_0 = 165 \text{ mm}$.

- 25 5. Produit laminé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisée en ce qu'elle présente un facteur d'intensité critique (sens L-T) K_c ou K_{c0} augmenté d'au moins 10% par rapport à l'alliage 2024 dans les mêmes conditions.

- 30 6. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 à 5, présentant à l'état T351 une vitesse de propagation de fissures (L-T) da/dn , mesurée selon la norme ASTM E 647 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec $W = 200 \text{ mm}$ et $B = 5 \text{ mm}$:

 < 10^{-4} mm/cycle pour $\Delta K = 12 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$
 < $2,5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle}$ pour $\Delta K = 15 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$
 et < $5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle}$ pour $\Delta K = 20 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$

7. Produit laminé selon l'une des revendication 1 à 6, caractérisée en ce qu'elle présente une flèche f mesurée dans les sens L et TL après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur l inférieure à $(0,14 l^2)/e$, f étant mesurée en microns, l'épaisseur e de la tôle et la longueur l étant exprimées en mm
8. Produit laminé selon l'une des revendications 3 à 7, présentant une durée de vie moyenne en fatigue, mesurée sur une éprouvette entaillée prélevée à mi-épaisseur sens L, augmentée de plus de 20% par rapport à l'alliage 2024.
9. Procédé de fabrication d'un produit selon l'une des revendications 1 à 8, comportant les étapes suivantes :
 - coulée d'une plaque de la composition indiquée
 - homogénéisation de cette plaque entre 450 et 500°C,
 - transformation à chaud par laminage, filage ou forgeage jusqu'au produit désiré,
 - éventuellement transformation à froid,
 - mise en solution à une température comprise entre 480 et 505°C,
 - trempe à l'eau froide,
 - déformation à froid jusqu'à plus de 1,5% de déformation permanente,
 - vieillissement naturel à l'ambiente.
10. Procédé selon la revendication 9, caractérisé en ce que la transformation à chaud se fait avec une température de sortie $> 420^\circ\text{C}$, et de préférence $> 440^\circ\text{C}$.
11. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 3 à 8 pour la fabrication de peau d'intrados de voilure d'avion.
12. Utilisation de profilés selon l'une des revendications 1 ou 2 pour la fabrication de raidisseurs d'intrados de voilure ou de fuselage d'avion.

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 570844
FR 9901468

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée	
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 5 863 359 A (KARABIN LYNETTE M ET AL) 26 janvier 1999 (1999-01-26) * revendications 1-34 * * colonne 3, ligne 35 - colonne 10, ligne 51 *	1-12	
X	EP 0 489 408 A (ALUMINUM CO OF AMERICA) 10 juin 1992 (1992-06-10) * revendications 1-10 * * colonne 2, ligne 39 - colonne 6, ligne 43 *	1-12	
A	US 5 759 302 A (ETO TAKEHIKO ET AL) 2 juin 1998 (1998-06-02) * revendications 1-3 * * colonne 3, ligne 1 - colonne 8, ligne 62 * * exemples 1-3,5 *	1-12	
D, X	EP 0 031 605 A (BOEING CO) 8 juillet 1981 (1981-07-08) * revendications 1-10 * * exemples 1-4 * * page 4, ligne 10 - page 10, ligne 27 * * figures 1-8 *	1-12	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CL.6)
D, X	EP 0 473 122 A (ALUMINUM CO OF AMERICA) 4 mars 1992 (1992-03-04) * revendications 1-20 * * page 1, ligne 54 - page 5, ligne 43 * * figures 1-4 *	1-12	C22C C22F B32B
D, A	EP 0 038 605 A (BOEING CO) 28 octobre 1981 (1981-10-28) * revendications 1-35 * * exemples 1-6 * * figures 1-8 * * page 4, ligne 1 - page 8, ligne 34 *	1-12	
		-/-	
1	Date d'achèvement de la recherche	Examinateur	
	21 octobre 1999	Vlassi, E	
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
EPO FORM 1503.03.02 (P04C13)			

REPUBLIQUE FRANÇAISE

2789405

INSTITUT NATIONAL
de la
PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
nationalFA 570844
FR 9901468

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
D, A	EP 0 731 185 A (PECHINEY RENALU) 11 septembre 1996 (1996-09-11) * revendications 1-35 * * exemples 1-3 * * page 3, ligne 50 - page 5, ligne 25 * * figures 1-12 * -----	1-12
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CL.6)
1		
	Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
	21 octobre 1999	Vlassi, E
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire		
T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant		